Оценка длительности функционирования малого космического аппарата с гиперспектральной аппаратурой дистанционного зондирования Земли на сверхнизкой орбите

И. С. Ткаченко[1], В. В. Волоцуев[1], В. В. Салмин[1], О. Д. Жалдыбина[1], М. А. Иванушкин[1,2], В. В. Майоров[1]

[1] *Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева, Самара, 443086, Россия*
E-mail: tkachenko.is@ssau.ru

[2] *Институт систем обработки изображений РАН — филиал ФНИЦ «Кристаллография и фотоника» РАН, Самара, 443001, Россия*

Рассматривается задача повышения пространственного разрешения гиперспектральной съёмочной аппаратуры малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. Показано, что снижение высоты рабочей орбиты с традиционных 500–700 до 200–300 км позволяет достичь пространственного разрешения порядка 7 м/пиксель без увеличения массы и габаритов оптической системы. Проведён анализ современных требований к гиперспектральным данным для решения задач точного земледелия, экологического мониторинга и детекции техногенных выбросов. Обоснован выбор орбиты 250–300 км. Разработана конструктивно-компоновочная схема малого космического аппарата формата кубсат 8U. Проведён анализ требований к двигательной установке малого космического аппарата на основе абляционного импульсного плазменного двигателя с тягой 0,205 мН и запасом рабочего тела 200 г. Выполнено моделирование циклов коррекции орбиты и расхода рабочего тела при разных уровнях солнечной активности. Предложенный подход позволяет поддерживать высоту рабочей орбиты в течение 270–320 сут. при циклическом включении двигателя. Полученные результаты подтверждают возможность создания малого космического аппарата с гиперспектральной аппаратурой на сверхнизкой околоземной орбите, сопоставимого по массогабаритным характеристикам с существующими аналогами.

Ключевые слова: малый космический аппарат, сверхнизкая околоземная орбита, гиперспектральная полезная нагрузка, дистанционное зондирование Земли, абляционный импульсный плазменный двигатель

Одобрена к печати: 11.08.2026
DOI: 10.21046/2070-7401-2026-23-5-195-207

Введение

Современные задачи дистанционного зондирования Земли предъявляют повышенные требования к пространственному разрешению космических снимков. Гиперспектральная съёмка представляет особый интерес благодаря возможности комплексного анализа в большом числе каналов спектра (от 150 и более) — от оценки состояния сельскохозяйственных угодий до мониторинга чрезвычайных ситуаций. Однако достижение высокого пространственного разрешения для малых космических аппаратов (МКА) связано с существенными техническими сложностями: необходимо либо увеличивать фокусное расстояние, массу и габариты оптики, либо снижать высоту рабочей орбиты. Второй подход представляется более выгодным, поскольку позволяет сохранить компактность МКА при улучшении качества получаемых данных по сравнению с традиционными подходами, требующими более тяжёлой оптики для работы на высотах 500–700 км. Вместе с тем эксплуатация на сверхнизких околоземных орбитах (СНОО), под которыми в современной литературе понимаются орбиты высотой до 300 км (Berthoud et al., 2022; Fujita, Noda, 2008), связана с рядом технических вызовов: влияние остаточной атмосферы, сокращение срока активного существования, необходимость частой коррекции орбиты. В настоящей статье рассматриваются требования к МКА с гиперспектральной съёмочной аппаратурой, способному функционировать на высотах 200–300 км.

На основе анализа современных требований и возможностей гиперспектральной съёмки цель настоящей работы заключается в формировании проектного облика и обосновании основных проектных параметров МКА с гиперспектральной аппаратурой, способного эффективно функционировать на СНОО.

Для достижения поставленной цели решаются следующие задачи:

– обоснование требуемого пространственного разрешения и высоты орбиты;

– разработка конструктивно-компоновочной схемы МКА;

– определение требований к системе поддержания рабочей орбиты с применением абляционного импульсного плазменного двигателя (АИПД).

Анализ требований к разрешающей способности гиперспектральной съёмочной аппаратуры

Гиперспектральное дистанционное зондирование Земли стало важным инструментом для решения широкого круга прикладных и научных задач. Однако его потенциал ограничивается пространственным разрешением получаемых космических данных. Для большинства существующих МКА с гиперспектральной аппаратурой, работающих на орбитах 500–700 км, характерно разрешение на местности (*англ.* ground sample distance — GSD) в диапазоне 25–100 м/пиксель (Caporusso et al., 2020; Ivliev et al., 2024; Shimoni et al., 2019). Этого достаточно для общего мониторинга окружающей среды, но недостаточно для детального анализа точечных источников.

В сфере сельского хозяйства и земледелия для мониторинга состояния посевов, раннего выявления болезней растений и оценки дефицита влаги или питательных веществ требуется пространственное разрешение более 10 м/пиксель (Guo et al., 2023). Высокое пространственное разрешение позволяет выявлять неоднородность свойств почвы, которая напрямую влияет на урожайность. В то время как данные с разрешением 30 м и более могут не выявить локальных проблем (Mulla, 2013). В частности, для мониторинга садовых и виноградных культур, где важна идентификация отдельных деревьев или рядов, оптимальным считается разрешение около 3–7 м/пиксель (Hurley et al., 2019). Аналогичные требования предъявляются в области экологического мониторинга и картографии растительности. Детальное отображение видового состава лесов и отслеживание инвазивных видов наиболее эффективны при высоком пространственном разрешении (около 4 м/пиксель) (Asner, Martin, 2009; Ustin, Gamon, 2010).

Гиперспектральная съёмка находит широкое применение при мониторинге атмосферного загрязнения и выявлении выбросов вредных веществ. Гиперспектральная аппаратура способна фиксировать спектральные сигнатуры различных газов, таких как диоксид серы (SO_2), оксиды азота (NO_5) или метан (CH_4). Однако для точного определения источника загрязнения требуется разрешение порядка 5–10 м/пиксель, как показано в работе (Ilehag et al., 2020). Несмотря на схожесть спектральных сигнатур мелкомасштабных городских и промышленных объектов, сочетание пространственного разрешения около 7 м/пиксель со спектральным анализом снимков способны обеспечить точную идентификацию загрязнений и отделять техногенные выбросы от схожих по спектру природных объектов.

В работе (Фирсов и др., 2023) подчёркивается, что для классификации сложных природных объектов необходимы данные с высоким пространственным разрешением, поскольку спектральные сигнатуры почв зачастую схожи. Для решения прикладных задач точного земледелия требуются наборы данных с высокой детализаций (Gaidel et al., 2023).

Особую значимость высокое пространственное разрешение приобретает при мониторинге водных объектов и городской среды. Согласно исследованию (Novikov et al., 2024), высокое разрешение позволяет своевременно выявлять цветение рек или загрязнение воды посторонними веществами, что важно при решении задач экологического контроля.

Для подтверждения эффективности перехода на СНОО высотой 200–300 км проведён сравнительный анализ технических характеристик современных МКА, оснащённых гиперспектральной съёмочной аппаратурой. Данные по МКА приведены в *табл. 1.*

Таблица 1. Технические характеристики МКА с гиперспектральной аппаратурой

Характеристика	Название МКА						
	ИСОИ	Colibri-S	HyperView-1G	Hyperfield-1A	XCUBE-1	Firefly	HyTI
Форм-фактор	3U	3U	6U	6UXL	6U	н/д	6U
Масса, кг	3,471	3,814	8,5	12	10	60	12
Полезная нагрузка	Гиперспектральная камера			Двухмерный гиперспектральный сканер	Гиперспектральная камера		Гиперспектральный тепловизор
Фокусное расстояние, мм	25	135	300	н/д	580	н/д	240
Пространственное разрешение, м/пиксель	90	12,75	5,75	25	4,75	5,4	60
Количество спектральных каналов	150	140–300	140–300	160	32	135	25
Спектральное разрешение, нм	12	2–4	2–4	20–30	н/д	4–11,5	8–10,7
Спектральный диапазон, нм	400–1000	400–1000	400–1000	475–950	460–860	470–900	н/д
Размер пикселя, мкм	4,5×4,5	3,45×3,45	3,45×3,45	н/д	5,5×5,5	н/д	н/д
Высота орбиты, км	500	500	500	500	500	590	430
Наклонение орбиты, град	97,4	97,38	97,38	97,4	45,0	97,65	н/д

Данные, представленные в *табл. 1*, позволяют сделать следующие выводы: существующие МКА-аналоги, функционирующие на орбите около 400–600 км, обеспечивают пространственное разрешение от 4,75 до 90 м/пиксель; наилучшие характеристики достигаются за счёт увеличения фокусного расстояния гиперспектральной аппаратуры и габаритов МКА (Firefly).

Проведённый анализ подтверждает, что существующие гиперспектральные системы дистанционного зондирования Земли, работающие на орбитах высотой 500–700 км, не в полной мере удовлетворяют растущим требованиям к пространственному разрешению получаемых данных. Для решения ряда современных прикладных задач необходимо обеспечить пространственное разрешение на уровне 4–10 м/пиксель.

Реализация данного требования возможна двумя основными способами: увеличением фокусного расстояния оптико-электронной аппаратуры, что, однако, приводит к росту массы полезной нагрузки и, как следствие, к увеличению массы и габаритов всего МКА, и снижением высоты рабочей орбиты до 200–250 км, что позволяет повысить пространственное разрешение без изменения оптической аппаратуры.

Сравнительный анализ демонстрирует некоторые преимущества эксплуатации МКА на СНОО по сравнению с традиционными низкими орбитами:

1. Более высокое пространственное разрешение. Снижение высоты орбиты с 500 до 250 км позволяет улучшить разрешение гиперспектральной камеры с фокусным расстоянием 135 мм с 12,75 до 5,7 м/пиксель (примерно в 2,2 раза) при сохранении тех же габаритов оптической системы.

2. Меньшая загруженность орбитального пространства. Высоты 200–300 км в настоящее время только начинают своё глобальное освоение, что упрощает планирование, создание и развёртывание орбитальных группировок.

3. Контролируемый сход с орбиты. Естественное торможение в верхних слоях атмосферы гарантирует полное сгорание МКА, что решает проблему засорения околоземного пространства космическим мусором и выполняет международное требование по ограничению срока существования аппаратов после завершения миссии, которое составляет 25 лет (https://www.iadc-home.org/documents_public/file_down/id/5836).

4. Повышенная оперативность доставки информации. Меньший период обращения позволяет чаще проводить съёмку одних и тех же районов земной поверхности.

Оценка разрешающей способности гиперспектральной съёмочной аппаратуры

Основным параметром, определяющим качество получаемых изображений, выступает пространственное разрешение на местности. Оно характеризует минимальный размер объекта на поверхности Земли, различимый на снимке и соответствующий проекции одного пикселя фотоприёмника на земную поверхность. Для линейной сканирующей или матричной камеры значение GSD рассчитывается по формуле:

$$\mathrm{GSD} = \frac{hp}{f}, \tag{1}$$

где h — высота орбиты над поверхностью Земли (в м); p — физический размер пикселя фотоприёмника (в мкм); f — фокусное расстояние объектива (в мм).

Из формулы (1) следует, что для улучшения пространственного разрешения существуют следующие пути: уменьшение размера пикселя p (ограничено технологиями производства фотоприёмников); увеличение фокусного расстояния f (ведёт к пропорциональному росту массы, габаритов и стоимости полезной нагрузки); снижение высоты орбиты h (наиболее эффективный способ, однако предъявляет повышенные требования к системе коррекции орбиты МКА).

Как показано в *табл. 1*, существующие МКА-аналоги (ИСОИ, Colibri-S) со средним фокусным расстоянием (25–135 мм) на орбите около 500 км обеспечивают GSD в диапазоне 12,75–90 м. Малый космический аппарат HyperView-1G достигает разрешения порядка 5,75 м за счёт увеличения фокусного расстояния до 300 мм.

В качестве полезной нагрузки разрабатываемого МКА рассматривается гиперспектральная камера с техническими характеристиками, близкими к Colibri-S (p = 3,45 мкм, f_{max} = 135 мм), но с учётом эксплуатации на СНОО. Проведён расчёт GSD(h) для четырёх значений фокусного расстояния гиперспектральных камер: 100, 135, 270 и 300 мм. Размер пикселя в вычислениях равен 3,45 мкм. Результаты расчёта представлены на *рис. 1*.

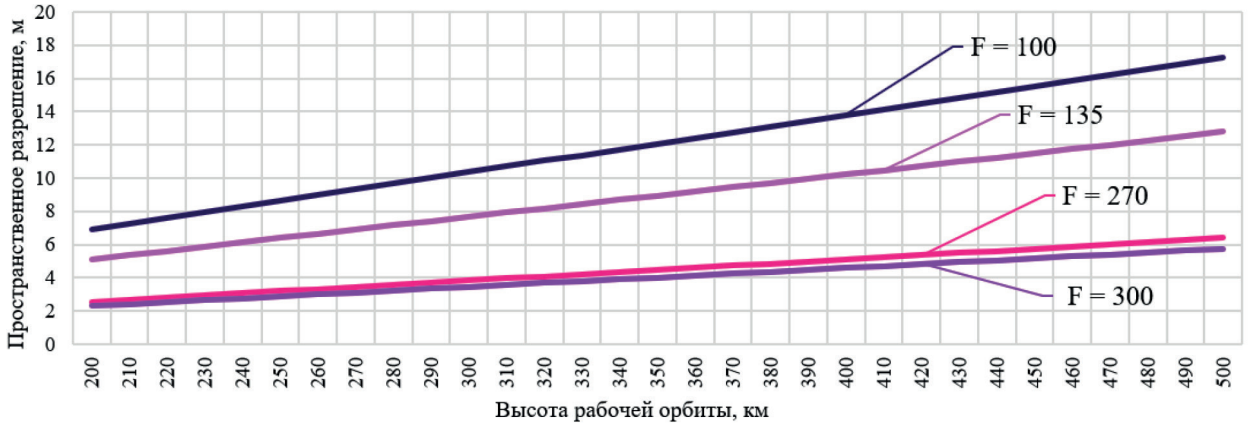


Рис. 1. Зависимость пространственного разрешения гиперспектральной аппаратуры от высоты рабочей орбиты МКА

Исходя из *рис. 1* можно сделать следующие выводы:

– для камеры с фокусным расстоянием $f = 135$ мм разрешение 7 м/пиксель достигается на высоте около 250 км; на орбите 500 км та же оптика обеспечивает разрешение 12,78 м/пиксель;

– камера с фокусным расстоянием $f = 300$ мм обеспечивает разрешение 7 м/пиксель на высоте 500 км, однако её масса и габариты несколько выше;

– для достижения пространственного разрешения лучше 5 м/пиксель при $f \leqslant 135$ мм необходимо снижение орбиты до 300 км и ниже.

Снижение рабочей орбиты с 500 до 250 км позволяет улучшить пространственное разрешение гиперспектральной съёмочной аппаратуры (с параметрами, аналогичными Colibri-S) с 12,78 до 5,7 м/пиксель. Достижение пространственного разрешения 7 м/пиксель для МКА с гиперспектральной камерой и фокусным расстоянием $f \leqslant 135$ мм возможно при эксплуатации спутника на СНОО высотой 250 км. Такой подход служит альтернативой созданию более тяжёлой и дорогостоящей длиннофокусной оптики, необходимой для работы на низких околоземных орбитах.

Формирование требований к конструктивно-компоновочной схеме сверхнизкоорбитального малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли

Снижение высоты рабочей орбиты до 200–300 км предъявляет дополнительные требования к конструктивно-компоновочной схеме МКА, которые обусловлены влиянием остаточной атмосферы, необходимостью частой коррекции орбиты и ограничениями по энергопотреблению: обеспечение минимальных массоинерционных характеристик МКА, реализация режима сохранения минимальной площади миделя, размещение компонентов бортовой аппаратуры с учётом негативного влияния атомарного кислорода на МКА.

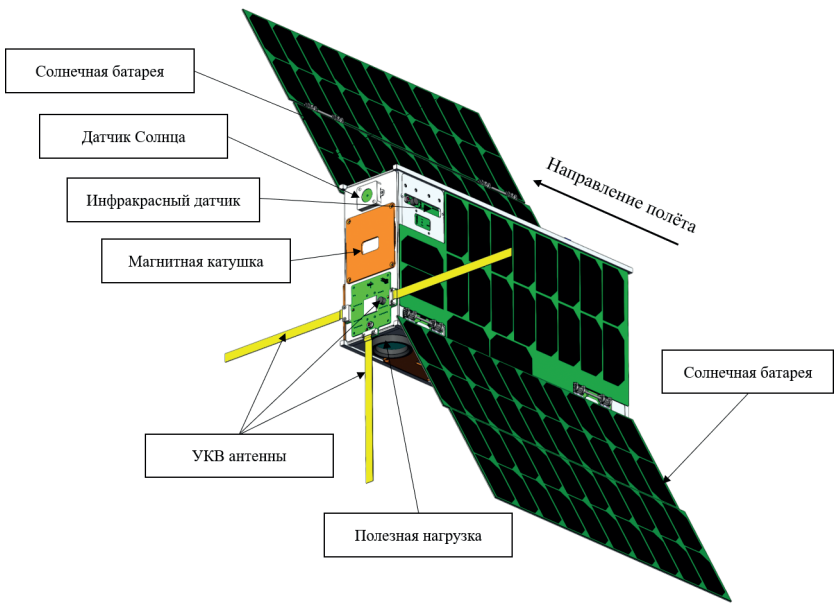


Рис. 2. Геометрическая модель предлагаемой конструктивно-компоновочной схемы

В состав бортовой аппаратуры должны входить модули системы управления, высокоскоростное передающее устройство в X-диапазоне и приёмопередающее оборудование ультракоротковолнового диапазона с соответствующими антенными системами. Система ориентации и стабилизации должна включать магнитные катушки, блок маховиков, датчики Солнца, инфракрасные датчики, звёздный датчик и магнитометры, что позволит реализовать высоко-

точное определение и управление пространственным положением МКА. Система электропитания должна быть интегрирована таким образом, чтобы обеспечивать стабильное энергоснабжение при минимальных массогабаритных характеристиках.

В связи с этим в настоящей работе предлагается рассмотреть конструктивно-компоновочную схему МКА формата кубсат 8U, которая позволит разместить гиперспектральную съёмочную аппаратуру, аналогичную МКА Colibri-S, двигательную установку (ДУ) и все необходимые обеспечивающие системы. Геометрическая модель предлагаемой конструктивно-компоновочной схемы приведена на *рис. 2*.

Конструкция МКА включает негерметичный корпус в форме прямоугольного параллелепипеда, состоящий из силового каркаса и четырёх боковых и двух торцевых панелей. В качестве силового каркаса применяется рамная конструкция. Каркас — силовой элемент, который обеспечивает жёсткость, прочность и теплопроводность конструкции, служит основой для размещения аппаратуры, ДУ и петель подвески солнечных батарей. Положение солнечных панелей выбрано так, чтобы гарантировать максимальную выработку электроэнергии в процессе орбитального движения.

Разработка требований по поддержанию высоты орбиты

Эксплуатация космических аппаратов на СНОО сопряжена с высоким аэродинамическим сопротивлением. Для поддержания высоты МКА на борту требуется ДУ, способная корректировать высоту орбиты.

Для МКА одним из решений данной проблемы выступает применение электроракетных ДУ малой тяги, в частности АИПД (Ахметжанов и др., 2019; Богатый и др., 2012; Akhmetzhanov et al., 2020). Их преимущества включают высокую надёжность, простоту конструкции, относительно низкую стоимость и возможность работы с твёрдым рабочим телом, что позволяет не переутяжелять конструкцию сложными системами хранения и подачи топлива.

Вопросам исследования поддержания рабочей высоты орбиты с использованием электроракетных ДУ в условиях высокого аэродинамического сопротивления посвящены работы (Салмин и др., 2025; Шахматов и др., 2025; Crisp et al., 2020; Garulli et al., 2011; Salmin et al., 2025).

В рамках исследования выполнено моделирование интенсивности увеличения средней высоты орбиты при включении двигателя модели АИПД-310. При моделировании возмущённого движения МКА в качестве исходных данных были использованы баллистический коэффициент спутника (0,0033 м^2/кг) и сила тяги ДУ (0,205 мН).

На скорость эволюции плоских параметров движения низкоорбитального МКА влияют параметры внешней поверхности (габариты, свойства поверхностей) и массы спутника.

Коэффициент аэродинамического сопротивления с точки зрения качества внешней поверхности может зависеть от коэффициента аккомодации с диффузно взаимодействующими молекулами газа верхней атмосферы. В моделях коэффициент аэродинамического сопротивления приводится как функция от геометрической формы поверхности и угла атаки набегающего потока.

Для дальнейших расчётов введём параметр G, который будет характеризовать усреднённую площадь миделя и аэродинамический коэффициент МКА:

$$\vec{\mathbf{G}} = \begin{Bmatrix} \left(S_{\text{мид.ср}}(\alpha)\cdot C_{\text{X.ср}}(\alpha)\right)_1 \\ \cdots \\ \left(S_{\text{мид.ср}}(\alpha)\cdot C_{\text{X.ср}}(\alpha)\right)_i \\ \cdots \\ \left(S_{\text{мид.ср}}(\alpha)\cdot C_{\text{X.ср}}(\alpha)\right)_N \end{Bmatrix},$$

где $\left(S_{\text{мид.ср}}(\alpha)\cdot C_{\text{X.ср}}(\alpha)\right)$ — величина, характеризующая среднеинтегральное значение (для выбранного режима ориентации *i*) в числителе модели баллистического коэффициента.

В *табл. 2* приведены несколько дискретных величин $\vec{\mathbf{G}}$, которые соответствуют определённому режиму ориентации МКА в орбитальном полете.

Таблица 2. Величины $\vec{\mathbf{G}}$ для определённых режимов ориентации МКА в орбитальном полёте

Описание характерного режима ориентации	Формат геометрии МКА	Дискретное значение вектора проектных параметров геометрии МКА
1. Орбитальный полёт в течение нескольких витков или суток совершается при строгой ориентации одной из граней перпендикулярно трансверсальной оси орбитальной системы координат	8U	$G_1 \approx 0{,}075$ м^2
2. Орбитальный полёт в течение нескольких витков или суток совершается с поворотами МКА по углам тангажа и крена не более чем на 10°	8U	$G_3 \approx 0{,}082$ м^2
3. Орбитальный полёт в течение нескольких витков или суток совершается со сложным вращением МКА по углам ориентации	8U	$G_5 \approx 0{,}341$ м^2

Таблица 3. Средние величины баллистического коэффициента в зависимости от параметров массы и геометрии разрабатываемого МКА

Масса МКА, кг	Вектор геометрии $\vec{\mathbf{G}}$, м^2				
	0,075	0,080	0,082	0,264	0,341
11	0,0034	0,0036	0,0037	0,0120	0,0155
12	0,0031	0,0033	0,0034	0,0110	0,0142
13	0,0029	0,0031	0,0032	0,0102	0,0131
14	0,0027	0,0029	0,0029	0,0094	0,0122

С учётом вектора $\vec{\mathbf{G}}$ проведём оценку среднего баллистического коэффициента МКА в зависимости от проектной вариации его массы и характерных режимов ориентации в орбитальном полете (*табл. 3*).

Из *табл. 3* видно, что баллистический коэффициент разрабатываемого МКА имеет величину около 0,0030–0,0034 м^2/кг в ориентированных режимах орбитального полёта. При неориентированном режиме полёта баллистический коэффициент для подобного МКА может существенно возрасти до 0,013–0,040 м^2/кг.

На *рис. 3* представлены графики, отражающие интенсивность увеличения средней высоты орбиты за счёт непрерывной силы тяги двигателя АИПД-310. Следует отметить, что в окрестности высоты 260 км силы тяги 0,205 мН достаточно для создания положительного градиента набора высоты только при уровнях солнечной активности $F_0 \leqslant 75\cdot10^{-22}$ Вт·м$^{-2}$·Гц$^{-1}$. При уровне солнечной активности $F_0 \leqslant 175\cdot10^{-22}$ Вт·м$^{-2}$·Гц$^{-1}$, несмотря на постоянную работу двигателя, происходит потеря высоты.

В диапазоне высот 270–280 км силы тяги 0,205 мН достаточно для создания положительного градиента набора высоты даже при уровне солнечной активности $F_0 \leqslant 175\cdot10^{-22}$ Вт·м$^{-2}$·Гц$^{-1}$.

Анализ показывает, что при непрерывной работе двигателя с тягой 0,205 мН и различных уровнях солнечной активности МКА с баллистическим коэффициентом 0,0033 м^2/кг достигает стабильной орбиты на высоте от 270 до 300 км. При дальнейшем снижении высоты для поддержания орбиты необходимо учитывать состояние атмосферы, зависящее от солнечной активности. Рост высоты орбиты не превышает 2,2 км в сутки.

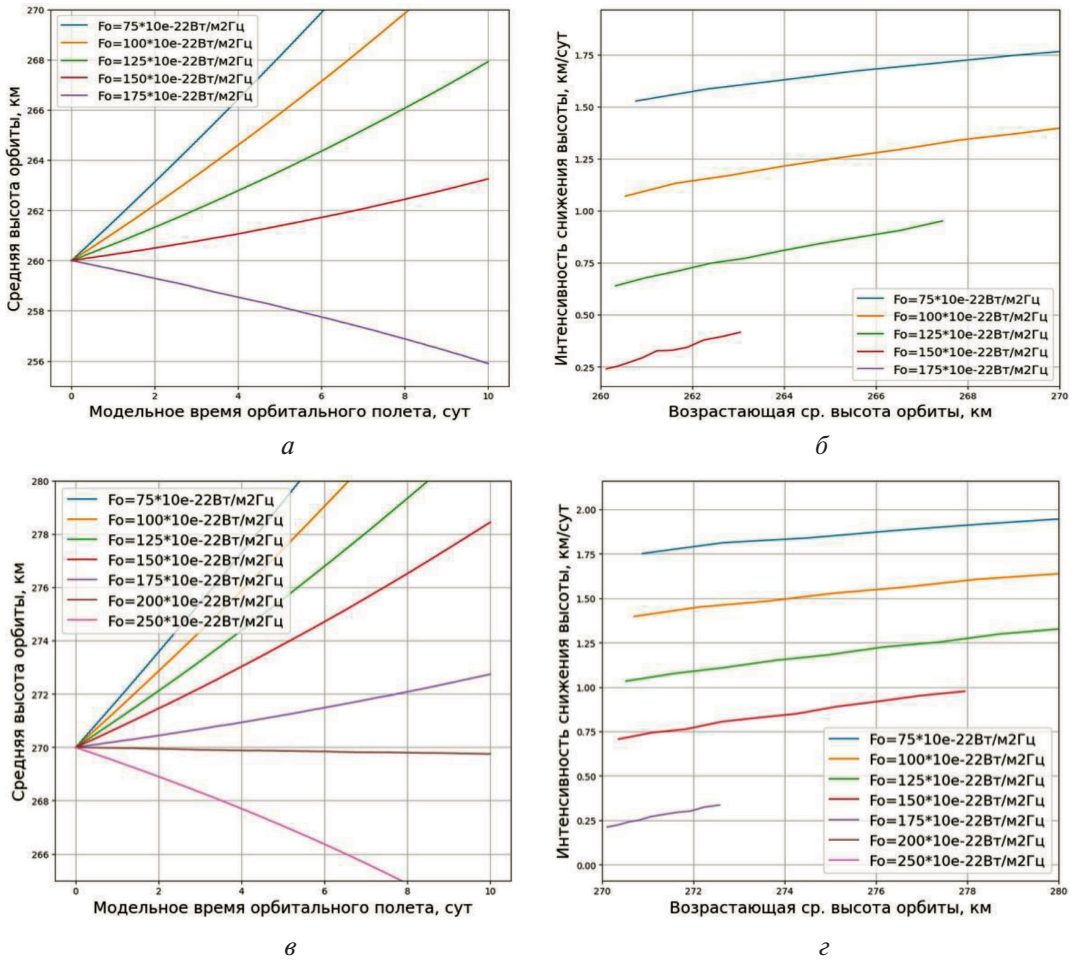


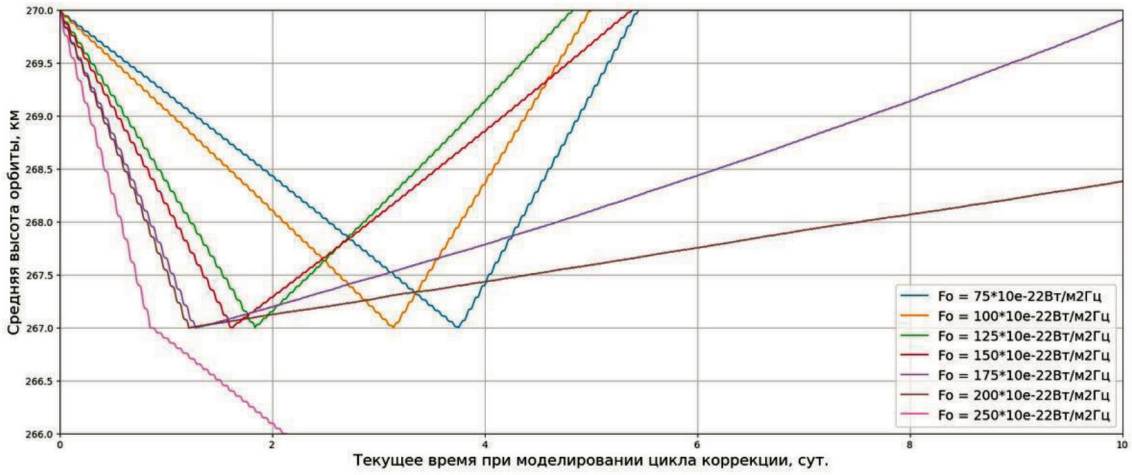
Рис. 3. Интенсивность увеличения средней высоты орбиты при использовании непрерывной тяги 0,205 мН в диапазоне высот: *а* — от 260 до 270 км при $F_0 \leqslant 75 \cdot 10^{-22}$ Вт·м$^{-2}$·Гц$^{-1}$; *б* — от 260 до 270 км при $F_0 \leqslant 175 \cdot 10^{-22}$ Вт·м$^{-2}$·Гц$^{-1}$; *в* — от 270 до 280 км при $F_0 \leqslant 75 \cdot 10^{-22}$ Вт·м$^{-2}$·Гц$^{-1}$; *г* — от 270 до 280 км при $F_0 \leqslant 175 \cdot 10^{-22}$ Вт·м$^{-2}$·Гц$^{-1}$

Исследование параметров цикла коррекции при фиксированном допустимом отклонении средней высоты орбиты

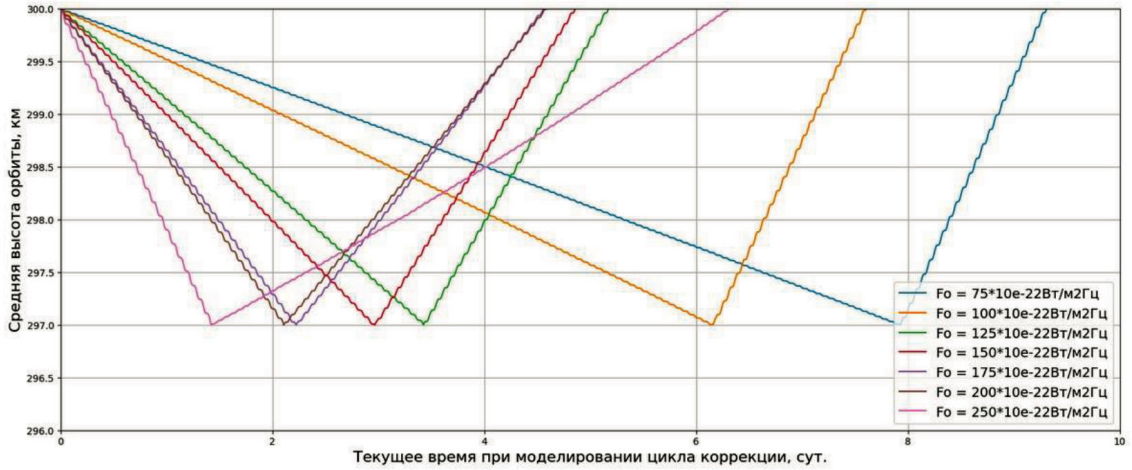
В рамках настоящего исследования ДУ МКА имеет два состояния силы тяги: ДУ выключена и сила тяги составляет 0 мН; ДУ включена и сила тяги равна 0,205 мН. В данном случае организовать адаптивный вариант коррекции средней высоты орбиты затруднительно. Более подходящим вариантом будет коррекция циклами.

Проведено моделирование одного цикла коррекции исследуемого МКА (баллистический коэффициент 0,0030–0,0033 м^2/кг) с допустимым отклонением по средней высоте $\Delta r = -3$ км. Рассмотрены диапазоны высот 260–280 км. На *рис. 4* приведены параметры циклов коррекции орбиты при разных уровнях солнечной активности.

При уровне солнечной активности $F_0 \leqslant 150 \cdot 10^{-22}$ Вт·м$^{-2}$·Гц$^{-1}$ для разрабатываемого МКА возможны устойчивые циклы коррекции, начиная со средней высоты рабочей орбиты около 270 км (см. *рис. 4а*). Устойчивые циклы коррекции во всём модельном диапазоне уровней солнечной активности достижимы на орбитах со средней высотой не ниже 290 км (см. *рис. 4б*). На рабочей орбите с высотой порядка 290 км соотношение времени пассивного участка к времени активного $t_{\text{пас}}/t_{\text{акт}}$ при $F_0 \leqslant 150 \cdot 10^{-22}$ Вт·м$^{-2}$·Гц$^{-1}$ превышает 1,0. Поскольку на пассивных участках цикла коррекции производится целевая работа, такое соотношение ($t_{\text{пас}}/t_{\text{акт}} \to \max$) является оптимальным по сравнению с орбитами меньшей высоты.



а



б

Рис. 4. Параметры цикла коррекции при различных уровнях солнечной активности в диапазоне высот: *а* — от 260 до 270 км; *б* — от 290 до 300 км

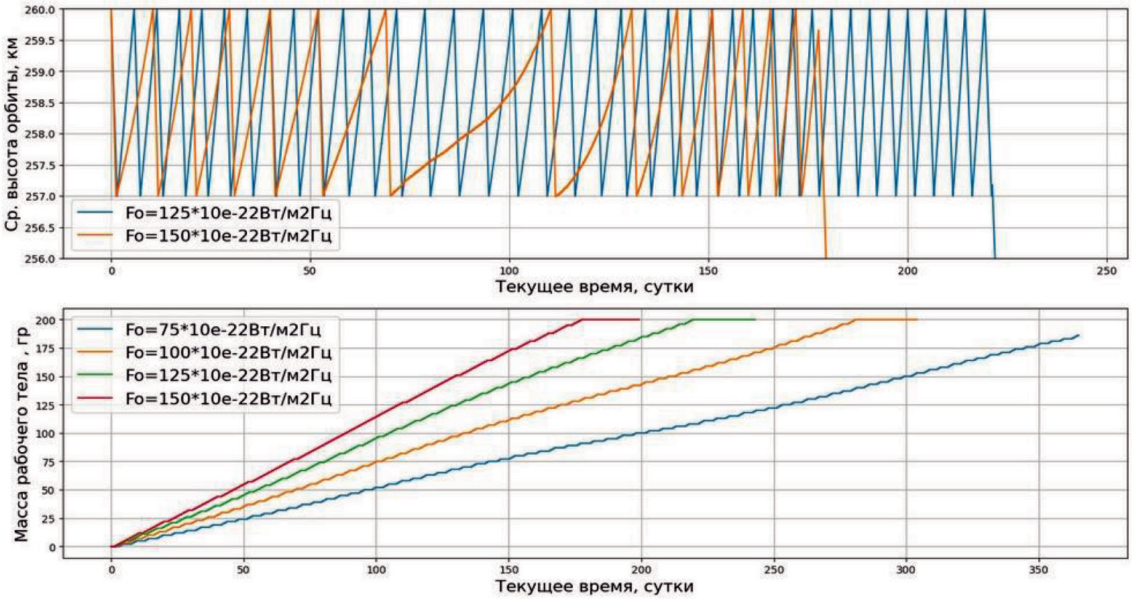


Рис. 5. Модельные циклы коррекции и расход массы рабочего тела в течение одного года при уровне солнечной активности $F_0 \leqslant 150 \cdot 10^{-22}$ Вт·м$^{-2}$·Гц$^{-1}$

Проведён анализ затрат рабочего тела на поддержание средней высоты рабочей орбиты в течение одного года для ДУ АИПД-310. Исследовались орбиты в диапазоне высот 260–300 км с допустимым отклонением $\Delta r = -3$ км. При моделировании орбитального движения использовались годовые цифровые модели силы сопротивления верхней атмосферы Земли при фиксированных уровнях солнечной активности $F_0 = \{75, 100, 125, 150, 175, 200, 250\}\cdot 10^{-22}$ Вт·м$^{-2}$·Гц$^{-1}$.

При моделировании использовались следующие параметры ДУ: сила тяги — 0,205 мН; удельный импульс тяги — 14 140 м/с; масса запаса рабочего тела — 200 г. На *рис. 5* показаны циклы коррекции и графики расхода рабочего тела при функционировании МКА (баллистический коэффициент 0,0030–0,0033 м^2/кг) на орбите высотой 260 км.

Из графиков видно, что 200 г топлива достаточно для поддержания заданной орбиты в течение от 170 сут. до более одного года.

На *рис. 6* представлены циклы коррекций и расход массы рабочего тела для околокруговой рабочей орбиты 300 км с допустимым отклонением по средней высоте $\Delta r = -3$ км.

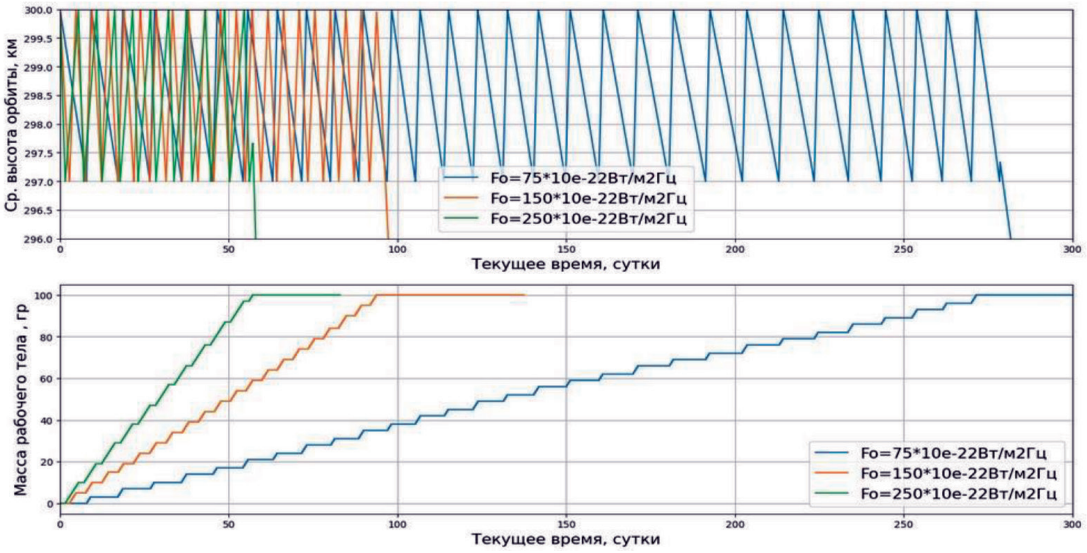


Рис. 6. Модельные циклы коррекции и расход массы рабочего тела в течение одного года при средней высоте орбиты 300 км

Из *рис. 5* и *6* видно, что при использовании АИДП-310 в указанном диапазоне высот можно достичь времени поддержания орбиты порядка одного года уже на высоте 260 км (см. *рис. 5*) при низкой солнечной активности ($F_0 = 75\cdot 10^{-22}$ Вт·м$^{-2}$·Гц$^{-1}$). В диапазоне высот 280–300 км при средней солнечной активности ($F_0 = 150\cdot 10^{-22}$ Вт·м$^{-2}$·Гц$^{-1}$) запасов рабочего тела хватит ориентировочно на 270–320 сут. (см. *рис. 6*).

Заключение

В результате исследования сформированы требования к МКА с гиперспектральной полезной нагрузкой, предназначенному для функционирования на СНОО. Проведён анализ требований по пространственному разрешению гиперспектральной аппаратуры дистанционного зондирования Земли. Показано, что достижение пространственного разрешения 7 м/пиксель для МКА с гиперспектральной камерой с фокусным расстоянием $f = 135$ мм возможно при функционировании на орбитах 200–300 км. Для поддержания орбиты возможно использование абляционного импульсного плазменного двигателя с запасом рабочего тела 200 г, что позволяет обеспечить срок активного существования 270–320 сут. при циклическом включении двигателя в зависимости от высоты орбиты и солнечной активности.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Фонда НТИ в рамках Договора № 70-2025-000804 от 26.05.2025.

Литература

1. *Ахметжанов Р. В.*, *Богатый А. В.*, *Дьяконов Г. А. и др.* Электрические ракетные двигатели нового поколения для малых космических аппаратов // Изв. Российской акад. наук. Энергетика. 2019. № 3. С. 3–13. DOI: 10.1134/S0002331019030038.
2. *Богатый А. В.*, *Дьяконов Г. А.*, *Нечаев И. Л.* Абляционный импульсный плазменный двигатель с разделенным механизмом ионизации и ускорением рабочего тела // Тр. МАИ. 2012. № 52. 11 с.
3. *Салмин В. В.*, *Волоцуев В. В.*, *Петрухина К. В. и др.* Анализ характеристик низкоорбитальной системы космического зондирования Земли на основе двухзеркальной оптической схемы Ричи–Кретьена // Компьютер. оптика. 2025. Т. 49. № 6. С. 1236–1242. DOI: 10.18287/COJ1836.
4. *Фирсов Н. А.*, *Подлипнов В. В.*, *Ивлиев Н. А. и др.* Ансамбли спектрально-пространственных сверточных нейросетевых моделей для задачи классификации типов почв на гиперспектральных изображениях // Компьютер. оптика. 2023. Т. 47. № 5. С. 795–805. DOI: 10.18287/2412-6179-CO-1260.
5. *Шахматов Е. А.*, *Салмин В. В.*, *Волоцуев В. В.* Проектирование низкоорбитальных малых космических аппаратов с оптической аппаратурой наблюдения и корректирующей электрореактивной двигательной установкой // Вестн. Самарского ун-та. Аэрокосм. техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24. № 1. С. 72–84. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-72-84.
6. *Akhmetzhanov R. V.*, *Bogatyi A. V.*, *Kashirin D. A. et al.* Low-power ion thrusters. State of development at Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics, MAI // IOP Conf. Ser.: Materials Science and Engineering. 2020. V. 927. No. 1. Article 012075. 7 p. DOI: 10.1088/1757-899X/927/1/012075.
7. *Asner G. P.*, *Martin R. E.* Airborne spectranomics: Mapping canopy chemical and taxonomic diversity in tropical forests // Frontiers in Ecology and the Environment. 2009. V. 7. No. 5. P. 269–276. DOI: 10.1890/070152.
8. *Berthoud L.*, *Hills R.*, *Bacon A. et al.* Are Very Low Earth Orbit (VLEO) satellites a solution for tomorrow's telecommunication needs? // CEAS Space J. 2022. V. 14. No. 2. P. 609–623. DOI: 10.1007/s12567-022-00437-0.
9. *Caporusso G.*, *Lopinto E.*, *Lorusso R. et al.* The hyperspectral Prisma mission in operations // IGARSS 2020 — 2020 IEEE Intern. Geoscience and Remote Sensing Symp. IEEE, 2020. P. 3282–3285. DOI: 10.1109/IGARSS39084.2020.9323301.
10. *Crisp N. H.*, *Roberts P. C. E.*, *Livadiotti S. et al.* The benefits of very low Earth orbit for Earth observation missions // Progress in Aerospace Sciences. 2020. V. 117. Article 100619. DOI: 10.1016/j.paerosci.2020.100619.
11. *Fujita K.*, *Noda A.* Aerodynamics of satellites on a super low Earth orbit // AIP Conf. Proc. 2008. V. 1084. P. 772–777. DOI: 10.1063/1.3076580.
12. *Gaidel A. V.*, *Podlipnov V. V.*, *Ivliev N. A. et al.* Agricultural plant hyperspectral imaging dataset // Computer Optics. 2023. V. 47. No. 3. P. 442–450. DOI: 10.18287/2412-6179-CO-1226.
13. *Garulli A.*, *Giannitrapani A.*, *Leomanni M.*, *Scortecci F.* Autonomous low-Earth-orbit station-keeping with electric propulsion // J. Guidance, Control, and Dynamics. 2011. V. 34. No. 6. P. 1683–1693. DOI: 10.2514/1.52985.
14. *Guo F.*, *Feng Q.*, *Yang S.*, *Yang W.* Estimation of potato canopy nitrogen content based on hyperspectral index optimization // Agronomy. 2023. V. 13. Article 1693. 15 p. DOI: 10.3390/agronomy13071693.
15. *Hurley S.*, *Horney M.*, *Drake A.* Using hyperspectral imagery to detect water stress in vineyards // Proc. SPIE. Autonomous Air and Ground Sensing Systems for Agricultural Optimization and Phenotyping IV. 2019. V. 11008. Article 1100807. 12 p. DOI: 10.1117/12.2518660.
16. *Ilehag R.*, *Leitloff J.*, *Weinmann M.*, *Schenk A.* Urban material classification using spectral and textural features retrieved from autoencoders // ISPRS Annals of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences. 2020. V. V-1-2020. P. 25–32. DOI: 10.5194/isprs-annals-V-1-2020-25-2020.
17. *Ivliev N.*, *Podlipnov V.*, *Petrov M. et al.* 3U CubeSat-based hyperspectral remote sensing by Offner imaging hyperspectrometer with radially-fastened primary elements // Sensors. 2024. V. 24. No. 9. Article 2885. 21 p. DOI: 10.3390/s24092885.
18. *Mulla D. J.* Twenty five years of remote sensing in precision agriculture: Key advances and remaining knowledge gaps // Biosystems Engineering. 2013. V. 114. No. 4. P. 358–371. DOI: 10.1016/j.biosystemseng.2012.08.009.
19. *Novikov I.*, *Makarov A.*, *Pirogov A. et al.* Analysis of hyperspectral images of river waters // Optical Memory and Neural Networks. 2024. V. 33. P. S386–S397. DOI: 10.3103/S1060992X24700668.

20. *Salmin V.*, *Volotsuev V.*, *Safronov S. et al.* Conceptual design of a small, low-orbit Earth observation spacecraft with electric propulsion thrusters // Aerospace. 2025. V. 12. No. 12. Article 1100. DOI: 10.3390/aerospace12121100.
21. *Shimoni M.*, *Haelterman R.*, *Perneel C.* Hyperspectral imaging for military and security applications: Combining myriad processing and sensing techniques // IEEE Geoscience and Remote Sensing Magazine. 2019. V. 7. No. 2. P. 101–117. DOI: 10.1109/MGRS.2019.2902525.
22. *Ustin S. L.*, *Gamon J. A.* Remote sensing of plant functional types // New Phytologist. 2010. V. 186. No. 4. P. 795–816. DOI: 10.1111/j.1469-8137.2010.03284.x.

Assessment of operational lifetime of a small spacecraft with hyperspectral Earth remote sensing equipment in very low Earth orbit

I. S. Tkachenko[1], V. V. Volotsuev[1], V. V. Salmin[1], O. D. Zhaldybina[1], M. A. Ivanushkin[1,2], V. V. Mayorov[1]

[1] *Samara National Research University, Samara 443086, Russia*
E-mail: tkachenko.is@ssau.ru
[2] *Image Processing Systems Institute — Branch of Federal Scientific Research Centre "Crystallography and Photonics" RAS, Samara 443001, Russia*

The paper addresses the problem of improving the spatial resolution of hyperspectral imaging instruments onboard small satellites for Earth remote sensing. It is shown that reducing the operational orbit altitude from conventional 500–700 to 200–300 km makes it possible to achieve a spatial resolution of approximately 7 m/px without increasing the mass and dimensions of the optical system. An analysis of current requirements for hyperspectral data in precision agriculture, environmental monitoring, and anthropogenic emission detection is conducted. The orbit altitude of 250–300 km is substantiated as optimal. A structural layout of an 8U CubeSat small spacecraft is developed. Requirements for the propulsion system based on an ablative pulsed plasma thruster with a thrust of 0.205 mN and a propellant mass of 200 g are analyzed. Numerical simulations of orbit correction cycles and propellant consumption under different levels of solar activity are performed. The proposed approach enables maintaining the operational orbit altitude for 270–320 days under cyclic thruster operation. The obtained results confirm the feasibility of developing a small spacecraft with a hyperspectral payload operating in very low Earth orbit and comparable in mass and dimensions to existing counterparts.

Keywords: small spacecraft, very low Earth orbit, hyperspectral payload, Earth remote sensing, ablative pulsed plasma thruster

Accepted: 11.08.2026
DOI: 10.21046/2070-7401-2026-23-5-195-207

References

1. Akhmetzhanov R.V., Bogatiy A.V., Dyakonov G.A. et al., Next-generation electric propulsion thrusters for small spacecraft, *Bull. Russian Academy of Sciences. Energetics*, 2019, No. 3, pp. 3–13 (in Russian), DOI: 10.1134/S0002331019030038.
2. Bogatyy A.V., Dyakonov G.A., Nechayev I.L., The ablative pulsed plasma thruster (APPT) with the divided mechanism of plasma ionization and acceleration, *Trudy MAI*, 2012, No. 52, 11 p. (in Russian).
3. Salmin V.V., Volotsuev V.V., Petrukhina K.V et al., Analysis of performance characteristics of a low-orbit space remote sensing system based on a two-mirror Ritchey–Chrétien optical design, *Computer Optics*, 2025, V. 49, No. 6, pp. 1236–1242 (in Russian), DOI: 10.18287/COJ1836.

4. Firsov N. A., Podlipnov V. V., Ivliev N. A. et al., Ensembles of spectral-spatial convolutional neural network models for classifying soil types in hyperspectral images, *Computer Optics*, 2023, V. 47, No. 5, pp. 795–805 (in Russian), DOI: 10.18287/2412-6179-CO-1260.
5. Shakhmatov Ye. V., Salmin V. V., Volotsuev V. V., Design of low-orbit small spacecraft with optical surveillance equipment and corrective electric propulsion system, *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2025, V. 24, No. 1, pp. 72–84 (in Russian), DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-72-84.
6. Akhmetzhanov R. V., Bogatyi A. V., Kashirin D. A. et al., Low-power ion thrusters. State of development at Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics, MAI, *IOP Conf. Ser.: Materials Science and Engineering*, 2020, V. 927, No. 1, Article 012075, 7 p., DOI: 10.1088/1757-899X/927/1/012075.
7. Asner G. P., Martin R. E., Airborne spectranomics: Mapping canopy chemical and taxonomic diversity in tropical forests, *Frontiers in Ecology and the Environment*, 2009, V. 7, No. 5, pp. 269–276, DOI: 10.1890/070152.
8. Berthoud L., Hills R., Bacon A. et al., Are Very Low Earth Orbit (VLEO) satellites a solution for tomorrow's telecommunication needs?, *CEAS Space J.*, 2022, V. 14, No. 2, pp. 609–623, DOI: 10.1007/s12567-022-00437-0.
9. Caporusso G., Lopinto E., Lorusso R. et al., The hyperspectral Prisma mission in operations, *IGARSS 2020 — 2020 IEEE Intern. Geoscience and Remote Sensing Symp.*, IEEE, 2020, pp. 3282–3285, DOI: 10.1109/IGARSS39084.2020.9323301.
10. Crisp N. H., Roberts P. C. E., Livadiotti S. et al., The benefits of very low Earth orbit for Earth observation missions, *Progress in Aerospace Sciences*, 2020, V. 117, Article 100619, DOI: 10.1016/j.paerosci.2020.100619.
11. Fujita K., Noda A., Aerodynamics of satellites on a super low Earth orbit, *AIP Conf. Proc.*, 2008, V. 1084, pp. 772–777, DOI: 10.1063/1.3076580.
12. Gaidel A. V., Podlipnov V. V., Ivliev N. A. et al., Agricultural plant hyperspectral imaging dataset, *Computer Optics*, 2023, V. 47, No. 3, pp. 442–450, DOI: 10.18287/2412-6179-CO-1226.
13. Garulli A., Giannitrapani A., Leomanni M., Scortecci F., Autonomous low-Earth-orbit station-keeping with electric propulsion, *J. Guidance*, *Control*, *and Dynamics*, 2011, V. 34, No. 6, pp. 1683–1693, DOI: 10.2514/1.52985.
14. Guo F., Feng Q., Yang S., Yang W., Estimation of potato canopy nitrogen content based on hyperspectral index optimization, *Agronomy*, 2023, V. 13, Article 1693, 15 p., DOI: 10.3390/agronomy13071693.
15. Hurley S., Horney M., Drake A., Using hyperspectral imagery to detect water stress in vineyards, *Proc. SPIE. Autonomous Air and Ground Sensing Systems for Agricultural Optimization and Phenotyping IV*, 2019, V. 11008, Article 1100807, 12 p., DOI: 10.1117/12.2518660.
16. Ilehag R., Leitloff J., Weinmann M., Schenk A., Urban material classification using spectral and textural features retrieved from autoencoders, *ISPRS Annals of the Photogrammetry*, *Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, 2020, V. V-1-2020, pp. 25–32, DOI: 10.5194/isprs-annals-V-1-2020-25-2020.
17. Ivliev N., Podlipnov V., Petrov M. et al., 3U CubeSat-based hyperspectral remote sensing by Offner imaging hyperspectrometer with radially-fastened primary elements, *Sensors*, 2024, V. 24, No. 9, Article 2885, 21 p., DOI: 10.3390/s24092885.
18. Mulla D., Twenty five years of remote sensing in precision agriculture: Key advances and remaining knowledge gaps, *Biosystems Engineering*, 2013, V. 114, No. 4, pp. 358–371, DOI: 10.1016/j.biosystemseng.2012.08.009.
19. Novikov I., Makarov A., Pirogov A. et al., Analysis of hyperspectral images of river waters, *Optical Memory and Neural Networks*, 2024, V. 33, pp. S386–S397, DOI: 10.3103/S1060992X24700668.
20. Salmin V., Volotsuev V., Safronov S. et al., Conceptual design of a small, low-orbit Earth observation spacecraft with electric propulsion thrusters, *Aerospace*, 2025, V. 12, No. 12, Article 1100, DOI: 10.3390/aerospace12121100.
21. Shimoni M., Haelterman R., Perneel C., Hypersectral imaging for military and security applications: Combining myriad processing and sensing techniques, *IEEE Geoscience and Remote Sensing Magazine*, 2019, V. 7, No. 2, pp. 101–117, DOI: 10.1109/MGRS.2019.2902525.
22. Ustin S., Gamon J., Remote sensing of plant functional types, *New Phytologist*, 2010, V. 186, No. 4, pp. 795–816, DOI: 10.1111/j.1469-8137.2010.03284.x.